

用于飞行器横滚稳定控制的组合陀螺舵研究

梁祖典, 杨东生, 雷 豹, 张瑾瑜, 程 蕾

(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 在传统单转子陀螺舵的基础上, 通过仿真分析和虚拟试验, 对陀螺转子数量、结构参数、组合形式和空间布局等进行了多学科优化设计, 形成了一系列多转子组合陀螺舵, 突破了传统单转子陀螺舵控制能力较小、应用范围受限的现状, 提高了其对飞行器横滚稳定控制的能力; 针对几种典型飞行器的约束条件, 通过组合陀螺舵的设计应用, 使其横滚衰减因子达到 0.002 以上, 具有良好的横滚稳定性, 有助于推动组合陀螺舵在航天飞行器领域的应用和创新。

关键词: 横滚稳定; 组合陀螺舵; 参数优化; 虚拟试验

中图分类号: TJ761.1 文献标识码: A 文章编号: 2096-4080 (2021) 03-0007-08

Research of Gyro Rudder Combination on the Aircraft Roll Stability Control

LIANG Zudian, YANG Dongsheng, LEI Bao, ZHANG Jinyu, CHENG Lei

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Based on the study of traditional single-rotor gyro rudder, this paper completes multi-disciplinary optimization design on amount, structure parameters, combination form and space distribution of rotors by simulation analysis and virtual experiments, and creates a series of multi-rotors combination gyro rudders which overcome the weakness of traditional single-rotor gyro rudder such as small control force and application range limit, thereby improve the control ability of aircraft roll stability. In addition, according to the constraints of some typical aircrafts, via the optimization design of gyro rudder combination, the damping factor of aircraft roll can be greater than 0.002, thus the aircraft can have fine roll stability which contributes to the application and innovation of gyro rudder combination in the field of tactics aircraft.

Key words: Roll stability; Gyro rudder combination; Parameter optimization; Virtual experiment

0 引言

陀螺舵最早发明于 20 世纪五六十年代美国 AIM-9 “响尾蛇”系列飞行器^[1-3]的研制过程中, 用于控制飞行器飞行过程中的横滚稳定运动。

李晓斌等^[4]在火箭靶弹总体设计中借鉴了美国响尾蛇系列的气动陀螺舵布局, 并简化了设计

参数; 常迺芳^[5]讨论了把空空飞行器移植为面空飞行器时陀螺舵转速对飞行器稳定性的影响; 张邦楚等^[6]在巡航飞行器模拟靶平飞弹道设计中采用了陀螺舵防止飞行器滚转; 王鑫^[7]在陀螺舵开锁装置失效分析中介绍了陀螺舵的主要结构组成。

目前有关陀螺舵的文献资料发表时间大都较早, 设计样式仍停留在 20 世纪六七十年代, 而且

收稿日期: 2021-02-23; 修订日期: 2021-03-31

基金项目: 国家重点研发计划 (2020YFB1709100)

作者简介: 梁祖典 (1988-), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为飞行器结构设计和强度仿真分析。

E-mail: liangzudian@163.com

均为单转子陀螺舵，其对飞行器的横滚稳定控制能力有限，应用局限于小型空空飞行器，空地、空地飞行器方面的应用情况以及理论创新、设计创新方面的文献资料非常匮乏。

本文探索研究一种航天飞行器适用的多转子组合陀螺舵，通过多陀螺转子的组合使用，提高对飞行器的横滚稳定控制力，以解决传统单转子陀螺舵对飞行器横滚稳定控制能力有限的问题，推动组合陀螺舵在航天飞行器领域的应用和创新。

1 陀螺舵横滚稳定控制原理

典型陀螺舵结构和安装示意图如图1所示。陀螺舵为一种纯机械装置，主要由舵体、转子、转轴和舵轴等组成，简单可靠，一般安装在飞行器尾翼翼梢后缘。

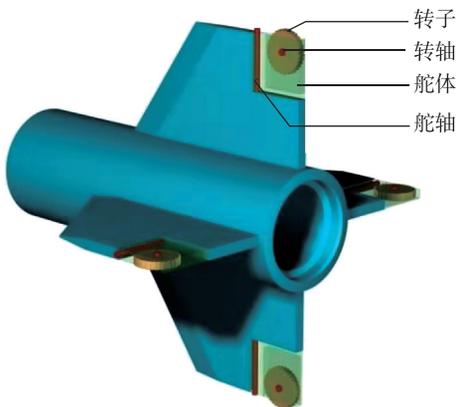


图1 典型陀螺舵结构和安装示意图

Fig. 1 Typical gyro rudder structure and assembling

薛晓中等^[8]指出，飞行器飞行时，陀螺舵在气流作用下高速旋转，转速 Ω 可达 $(3\sim 4)\times 10^4$ r/min，陀螺舵工作原理如图2所示。当飞行器不发生滚转时，陀螺舵是尾翼的一部分，舵面与翼面平行；当飞行器受扰动发生滚转时，根据陀螺的进动性，陀螺的转轴在陀螺力矩 M_t 的作用下向滚转角速度 $\dot{\gamma}$ 方向进动，迫使陀螺舵面围绕舵轴偏转，并与翼面成 δ 角。舵面偏转后一方面形成了陀螺阻尼力矩 M_{xt} ，另一方面也产生了气动铰链力矩 M_j ，当陀螺力矩 M_t 与气动铰链力矩 M_j 平衡时，舵面偏转角达到稳态值 δ_e 。由图2可以看出，陀螺舵产生的陀螺阻尼力矩 M_{xt} 方向与飞行器的滚转角速度 $\dot{\gamma}$ 的方向相反，是阻尼飞行器横滚的阻尼力矩，在横滚回路中起稳定作用，其近似表达式如下

$$M_{xt} = 4Y_t l_{t1} / 2 = 2J_t \dot{\gamma} \Omega l_{t1} / b \quad (1)$$

求解飞行器横滚运动方程

$$J \ddot{\gamma} = -M_{xt} - M_{xz} - M_{xy} \quad (2)$$

可得，

$$\dot{\gamma} = \dot{\gamma}_0 \exp(-k_{xt} S) \quad (3)$$

式(3)中， $k_{xt} = 2J_t l_{t1} \Omega / J v b$ ，称为飞行器横滚衰减因子。其中，

J_t ：陀螺舵极转动惯量，单位 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ ；

l_{t1} ：陀螺舵翼展，单位 m ；

J ：飞行器极转动惯量，单位 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ ；

v ：飞行速度，单位 m/s ；

b ：舵面压心到舵轴的距离，单位 m 。

在陀螺舵的作用下，飞行器受干扰后的横滚转速逐渐衰减，衰减速度取决于衰减因子 k_{xt} 的大小。



图2 陀螺舵工作原理图

Fig. 2 Schematic diagram of gyro rudder working mechanism

2 组合陀螺舵结构设计方案

2.1 陀螺舵组合形式和空间布局研究

传统的陀螺舵为单转子陀螺舵，如图3所示。舵轴沿翼展方向后掠，后掠角 45° ，作用在陀螺舵面上的气动力一部分形成阻尼飞行器滚转运动的力矩，以维持飞行器的横滚稳定；另一部分形成阻尼飞行器俯仰和偏航运动的力矩，以维持飞行器的俯仰和偏航稳定。

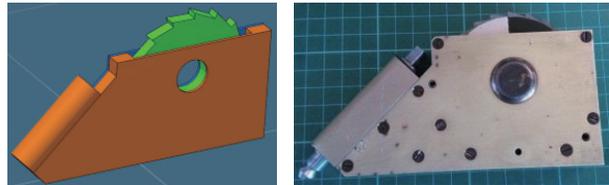


图3 传统后掠轴单转子陀螺舵

Fig. 3 Traditional sweepback shaft single-rotor gyro rudder

为提高陀螺舵阻尼力矩，增强陀螺舵对飞行器横滚稳定的控制力，对陀螺舵及陀螺转子的组合形式和空间布局进行了创新探索，力求在简单可靠纯机械式改进的前提下，获得陀螺舵对飞行器

横滚稳定控制力的大幅提升。

(1) 后掠轴双(多)转子并联式组合陀螺舵

在后掠轴单转子陀螺舵的基础上, 结合尾翼的空间尺寸, 增加陀螺舵的弦长和内部空间, 在内置单陀螺转子的基础上, 沿弦向并列布置两个或多个陀螺转子, 各转子转轴处于同一水平线上, 且沿翼前缘向翼后缘方向看, 后一陀螺转子较前一陀螺转子径向高出两个齿轮左右的高度, 以保证前后陀螺转子在飞行气流作用下的高速转动独立互不干扰, 如图 4 所示。并对陀螺舵相邻转子间距离 s 、相邻转子直径差值 ΔD 、陀螺转子齿高 h 以及各零件间的摩擦 f 、间隙 Δ 、阻尼 c 等参数进行多学科优化。

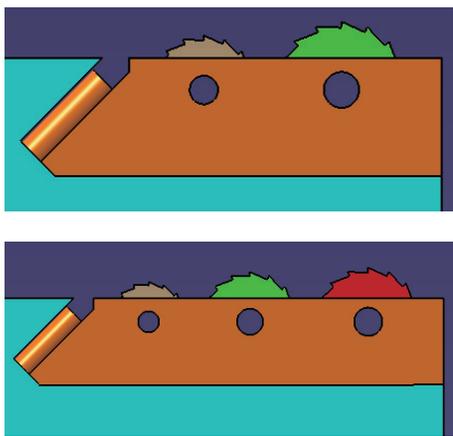


图 4 后掠轴双(多)转子并联式组合陀螺舵
Fig. 4 Sweepback shaft double/multi-rotors parallel combination gyro rudder

(2) 后掠轴双转子串联式组合陀螺舵

在后掠轴单转子陀螺舵的基础上, 考虑制造工艺和陀螺转子的可替换性, 将陀螺舵舵面后半部分的厚度空间尺寸增大一倍, 在内部串联布置两相同的陀螺转子, 两转子之间设置法向限位装置, 避免两转子高速转动时发生碰撞干涉, 如图 5 所示。该种结构形式适用于尾翼翼梢弦长较短, 同时飞行器对横滚稳定控制力矩要求较大的情况, 由于陀螺舵舵面加工的工艺难度明显小于陀螺转子, 该种组合可快速利用现有陀螺转子, 实现陀螺舵对飞行器横滚稳定控制力的提升。一般以串联 2 个或 3 个陀螺转子为宜, 串联较多, 各转子间的干扰影响增大, 且陀螺舵舵面凸出尾翼表面过高, 对气动不利。

(3) 后掠轴多转子串并联组合陀螺舵

在前述后掠轴转子并联式和转子串联式组合

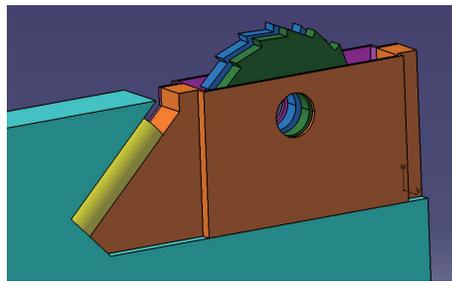
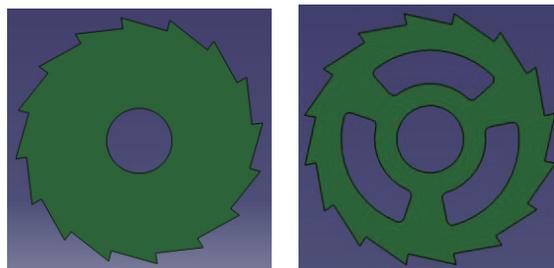


图 5 后掠轴双转子串联式组合陀螺舵
Fig. 5 Sweepback shaft double rotors tandem combination gyro rudder

陀螺舵的基础上, 可根据尾翼空间尺寸大小和飞行器转动惯量等实际情况, 进行转子串并联的组合。例如在陀螺舵弦向并列布置两对陀螺转子, 每对陀螺转子为串联式, 实现有限空间下四陀螺转子的有效布置。

(4) 陀螺转子改进方案

通过组合陀螺舵横滚稳定控制参数灵敏度研究, 陀螺转子的极转动惯量正相关于飞行器滚转衰减因子, 对飞行器的横滚稳定控制起到显著的正相关作用, 因此为提高陀螺舵的控制力, 需最大程度提高陀螺转子的极转动惯量。陀螺转子改进方案如图 6 所示。在陀螺转子质量不变的前提下, 将原有的转子材料均匀分布的实心结构形式, 改为转子材料拓扑分布的镂空结构形式, 径向外缘区域可采用增加厚度或选用更高密度材料的方法来保持陀螺转子总重不变。经分析, 陀螺转子采用拓扑镂空结构后, 在质量保持不变的前提下, 其极转动惯量提高了 50%, 从而使陀螺舵对飞行器横滚稳定的控制力提高了 50%。采用组合陀螺舵时, 仅陀螺转子转动惯量一项即可提高约 $0.5 \times n$ 倍的控制力, 其中 n 为组合陀螺舵的陀螺转子数。



(a) 均匀实心结构形式 (b) 拓扑镂空结构形式

图 6 陀螺转子改进方案

Fig. 6 Improved configuration of gyro rotor

2.2 组合陀螺舵参数分析与设计优化研究

根据前文所述理论的研究, 组合陀螺舵对飞

行器横滚稳定的控制可以通过横滚转速衰减因子 k_{xt} 来衡量, 而衰减因子 k_{xt} 与陀螺舵的极转动惯量 J_x 、陀螺舵翼展 l_{d1} 、陀螺转子转速 Ω 成正比, 与飞行器的极转动惯量 J 、飞行器飞行速度 v 以及舵面压心到舵轴的距离 b 成反比。此外, 陀螺舵在实际运动过程中还受各零部件间的摩擦 f 、间隙 Δ 、阻尼 c 等因素影响, 对于多转子组合陀螺舵, 影响因素还有相邻转子间距离 s 、相邻转子直径差值 ΔD 、陀螺转子齿高 h 等。

虽然影响陀螺舵控制力的因素很多, 但综合考虑具体某型飞行器时, 受其总体战技指标和气动外形、飞行弹道、载荷环境、空间尺寸等众多实际具体约束的影响, 影响飞行器转速衰减因子 k_{xt} 的各参数的设计空间是不同的, 有的参数可设计域较大, 有的参数可设计域较小甚至被完全约束住。因此, 在进行组合陀螺舵的参数优化时, 需针对其应用的实际背景, 提取工程约束条件, 在此基础上进行参数的灵敏度分析, 进而开展系统的优化设计。

在多转子组合陀螺舵优化设计过程中, 选取飞行器横滚转速衰减因子 k_{xt} 作为优化的目标函数, 通过对“响尾蛇”系列飞行器衰减因子 k_{xt} 的计算以及文献资料的研究发现, 将衰减因子 k_{xt} 控制在 0.002 以上时, 陀螺舵对飞行器的横滚稳定控制效果较好, 即目标函数 $k_{xt} \geq 0.002$ 。

参数灵敏度分析和优化设计的主要内容包括设计空间探索和响应面模型、局部优化、全局优化、离散优化以及多目标优化等。灵敏度指的是目标函数或约束函数对设计变量或参数的导数。进行灵敏度分析, 可以比较各设计变量或参数的变化对系统输出变量的影响程度, 根据不同的影响程度, 选择适当的变量与参数, 对输出变量加以控制。

在 LMS Virtual Lab 中基于特征树建立仿真过程, 在特征树中标出设计变量 (或设计因子), 设置上下边界条件, 然后分配设计因子以决定相应的组合, 定义好参数变量的边界后, 通过结合快速分析的梯度方法或遗传算法, 找到设计空间中的最优解。

以某型飞行器为例, 采用上述方法对组合陀螺舵进行参数分析和优化设计。首先定义多个设计变量和 Cost Function, 在给定输入变量后, 采用伴随变量法计算灵敏度分析因数, 并写入结果文件中, 这些因数用于确定各个设计变量对每个 Cost

Function 计算值的相对影响, 如图 7 所示。在参数灵敏度分析的基础上, 定义设计变量的设计域和目标函数, 进行迭代优化求解。为便于不同规格尺寸的组合陀螺舵对比, 对设计变量进行无量纲化, 设计变量选取陀螺舵弦长与翼梢弦长比值 l_{dx}/l_{sx} 、陀螺舵弦长与展长比值 l_{dx}/l_{dz} 、相邻转子间距离与两转子中径比值 s/D_m 、相邻转子直径比值 D_1/D_2 、转子齿高与转子直径比值 h/D 。

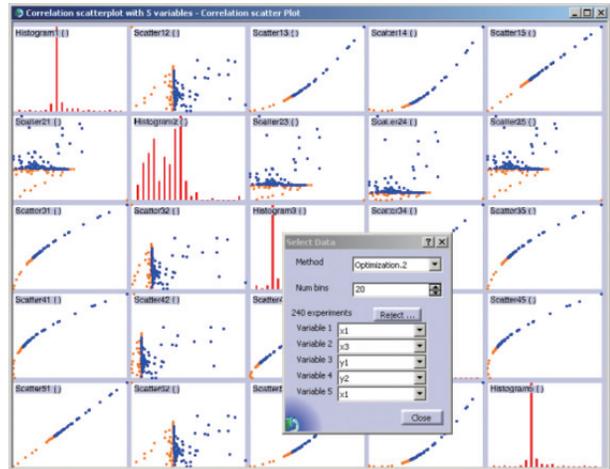


图 7 变量相关性分析散点图

Fig. 7 Scatter diagram of variable correlation analysis

通过多组优化结果, 结合工程应用, 梳理得到组合陀螺舵结构方案中的设计参数最佳取值范围如表 1 所示。本项目给出各设计变量的优化取值范围, 具体设计时可根据陀螺舵规格尺寸进行选用调整。

表 1 组合陀螺舵结构设计参数 (无量纲化)

Tab. 1 Structure design parameters of combination gyro rudder (non-dimensional)

序号	设计变量	设计优化域
1	陀螺舵弦长与翼梢弦长比值 l_{dx}/l_{sx}	0.73~0.85
2	陀螺舵弦长与展长比值 l_{dx}/l_{dz}	1.2~1.8
3	相邻转子间距与两转子中径比值 s/D_m	1.1~1.3
4	相邻转子直径比值 D_1/D_2	0.8~0.92
5	转子齿高与转子直径比值 h/D	0.03~0.1

为降低研制周期和成本, 便于各型飞行器的推广应用, 在进行过多轮的优化设计后, 积累设计子样, 可总结提炼各型飞行器的典型约束特征, 开展产品化、模块化优化设计, 对陀螺舵设计空间较小的参数进行工程固化, 对设计空间较大的参数进行系列化梯次化, 形成设计型谱。后续飞

行器应用时，不必再进行针对性的优化设计，可直接按陀螺舵产品化型谱进行选择。

3 组合陀螺舵仿真分析与虚拟试验研究

3.1 基于 ABAQUS 和 LMS Virtual Lab 的虚拟试验平台

陀螺舵在飞行器滚转运动下的进动运动为典型的机构动力学问题，是工程应用中普遍存在的一类复杂的非线性问题，涉及机构运动学和弹塑性力学等学科，准确地进行动力学仿真分析对于有效解决此类问题至关重要。基于非线性有限元分析软件平台 ABAQUS 和三维虚拟仿真平台多体动力学模块 LMS Virtual Lab Motion，构建组合陀螺舵虚拟试验研究平台，在提高研究效率的同时，可有效降低试验成本。

3.2 流固耦合分析与气动力简化

(1) 基于平滑粒子流体动力学 (SPH) 的流固耦合分析

平滑粒子流体动力学 (Smoothed Particle Hydrodynamics, SPH)^[9-12] 是一种用于模拟连续介质动力学的无网格拉格朗日计算方法。飞行器尾翼-组合陀螺舵有限元模型和流固耦合分析有限元模型如图 8 和图 9 所示。模拟飞行器在不同飞行马赫数下滚转时，组合陀螺舵进动过程中舵面受到的气动力对飞行器滚转的阻尼作用，建立该过程的流固耦合动力学分析有限元模型，组合陀螺舵采用后掠轴双转子并联式组合陀螺舵，飞行器初始滚转角速度为 3 rad/s，定义空气粒子的 Eos 状态方程和动黏度系数，空气粒子和飞行器之间以及空气粒子相互之间

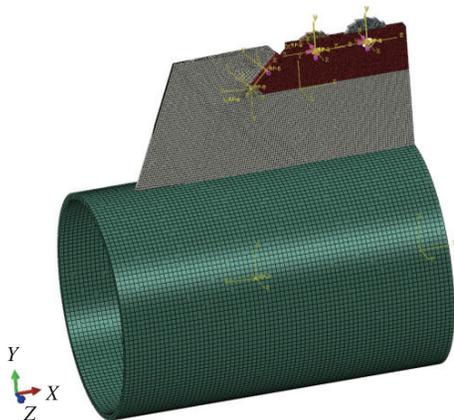


图 8 飞行器尾翼-组合陀螺舵有限元模型
Fig. 8 Finite element model of aircraft empennage and combination gyro rudder

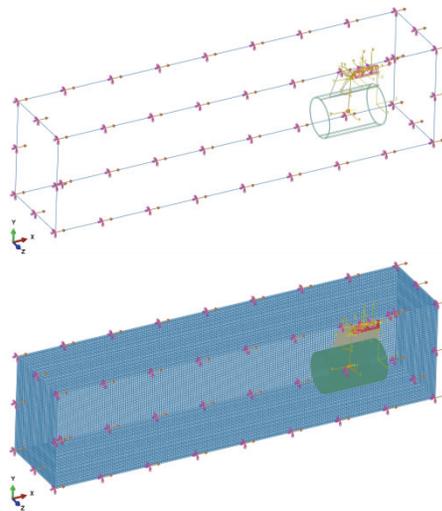


图 9 流固耦合分析有限元模型
Fig. 9 Finite element model of fluid-structure interaction analysis

的碰撞定义为通用接触关系。

流固耦合动力学仿真分析结果如下：飞行器高速飞行时陀螺转子在气动作用下快速转动，飞行器发生滚转时，陀螺舵沿滚转方向发生进动，舵面获得气动阻尼力，上述运动发生在飞行器在空气域流场飞行过程中。图 10 为飞行器飞离空气域瞬间的仿真结果，飞过的空气域流场因为飞行器的高速飞行、飞行器的滚转、陀螺转子的转动、陀螺舵的摆动等因素受到很强的扰动。



图 10 飞行器飞离空气域流场瞬间示意图
Fig. 10 The sketch of aircraft flying away from air-shed moment

图 11 为飞行器前后端所在剖面不同时刻的流场分布云图。空气粒子具有黏性，随着飞行器的高速飞行和持续滚转以及陀螺转子的转动和陀螺舵的摆动，靠近固体结构部分的空气粒子不断黏附在结构表面，速度逐渐降低在结构表面堆积形成黏流层。观察陀螺舵舵面进动过程中舵面两侧流场的变化，在舵面进动方向上，由于舵面阻碍了空气的流通，

本侧空气粒子不断堆积,形成高压区;而在舵面另一侧,空气流经此处时由于舵面内摆而使空间扩大,空气粒子扩散形成低压区。舵面两侧的高低压区形成空气压差,产生气动压力,该压力形成的力矩减缓飞行器的滚转。同时,当该气动力产生的相对舵轴的气动铰链力矩与陀螺舵进动时产生的陀螺力矩平衡时,陀螺舵的摆角达到稳态值,此时,舵面保持一稳定摆角,形成稳定的陀螺阻尼力矩,使得飞行器的滚转角速度在可控范围内。通过空气粒子在舵面附近的分布云图以及空气粒子与舵面碰撞的接触力分析可知,舵面所受气动载荷的分布及压心位置,结合工程理论公式的修正,可大致估算飞行器在空气域流场中飞行时陀螺舵舵面所受影响大小及压心位置。

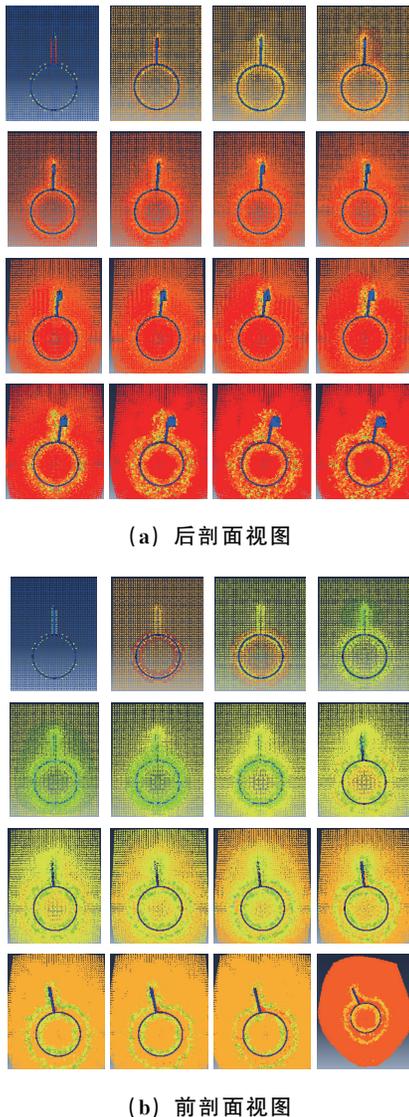


图 11 流固耦合动力学仿真分析结果

Fig. 11 Fluid-structure interaction dynamical simulation analysis result

(2) 舵面气动力简化

通过上述组合陀螺舵流固耦合动力学仿真分析可以看出,飞行器滚转造成陀螺舵进动的过程中,舵面附近流场形成正压区和负压区,流场为非定常流场,分布形式非常复杂,不利于工程应用。因此,基于流固耦合数值仿真分析结果,开展舵面气动力的简化。

利用组合陀螺舵流固耦合动力学仿真分析的计算结果,提取陀螺舵内侧表面典型特征点处受到的压应力值,如表 2 所示。拟合曲线如图 12 所示,在舵偏角小于 40° 的范围内,舵面特征点处的气动压力可近似认为与舵偏角成线性关系。

表 2 不同舵偏角下气动压力及比值

Tab. 2 Air pressure and relative value of different rudder deflections

舵偏角 / ($^\circ$)	特征点压应力 P/Pa	P/P_0
0	3 136	1.0
10	8 775	2.8
20	17 782	5.7
30	29 413	9.4

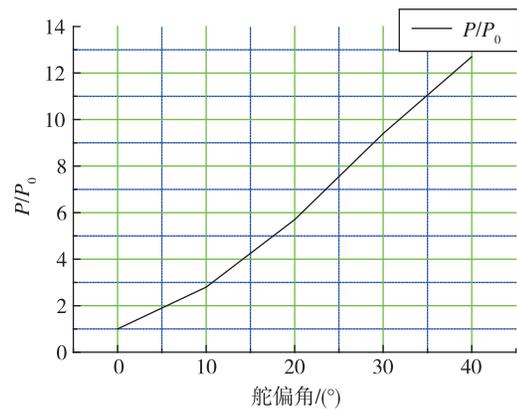


图 12 特征点 P/P_0 随舵偏角变化

Fig. 12 P/P_0 -rudder deflection at feature points

在陀螺舵进动过程中,除舵面压力随舵偏角在不断变化外,舵面气动压心位置也在不断变化,为便于工程研究,在仿真分析的基础上,可将舵面压心位置近似认为弦向位于舵梢弦 $2/3$ 位置处、展向位于舵展长中心处。该简化对后续陀螺阻尼力矩的影响较小,可以应用于工程实际计算中。

3.3 组合陀螺舵动力学虚拟试验研究

首先进行陀螺进动原理的虚拟试验研究,验

证该试验平台的正确性和有效性。如图 13 所示。陀螺转盘水平轴的一端与竖直方向的支撑装置球铰连接，可绕支撑装置转动，当陀螺转盘绕其水平轴高速转动时，根据陀螺进动理论，在其自身重力的作用下，陀螺转盘沿重力力矩矢、与重力垂直的方向进行进动，表现为陀螺转盘一边自转，一边绕支撑装置的竖直轴转动，方向垂直于纸面向内。试验结果与理论分析一致，验证了该虚拟试验平台的正确性和有效性。

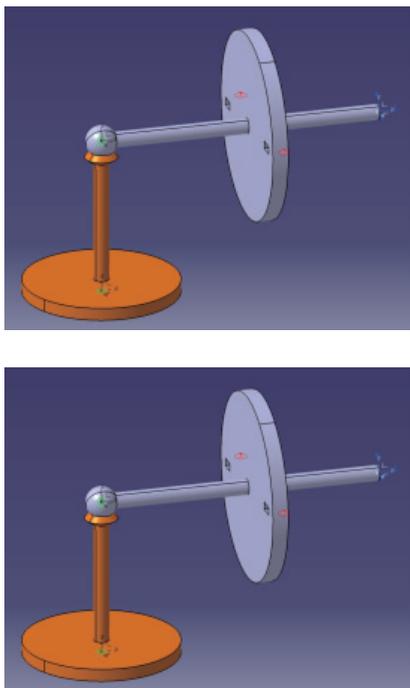
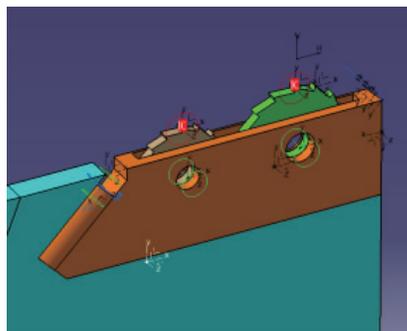
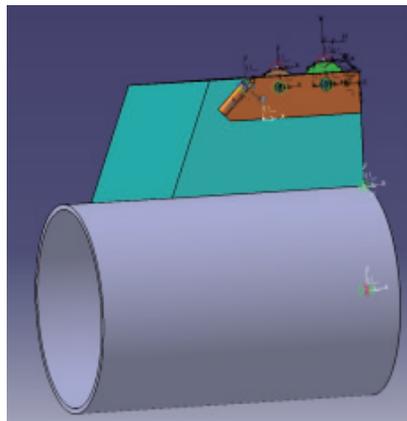


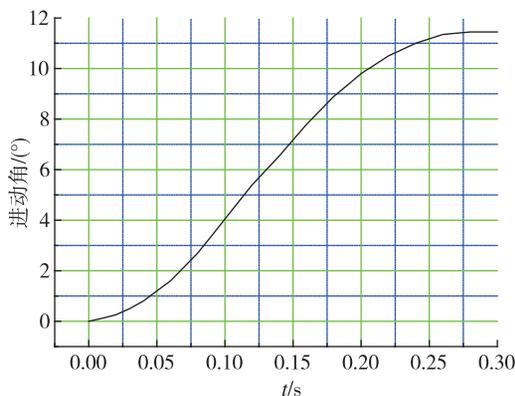
图 13 陀螺进动原理虚拟验证试验

Fig. 13 Virtual verification experiment of gyro procession principle

后掠轴双转子并联式组合陀螺舵动力学仿真如图 14 所示。选取典型结构形式的陀螺舵进行横滚稳定控制动力学虚拟试验研究，飞行器结构尺寸和质量特性等参数选取典型飞行器的数据，并结合陀螺舵参数优化的研究，对不同飞行器所需陀螺转子和陀螺舵的结构参数进行优化设计。飞行器初始滚转角速度设为 5 rad/s ，并施加初始滚转扰动，陀螺舵舵面气动载荷按照上一小节的简化结果加载，陀螺舵的稳定转速为 $(2 \sim 4) \times 10^4 \text{ r/min}$ ，通过一系列虚拟试验，飞行器的稳定滚转角速度控制在 1 rad/s 以内，达到了陀螺舵有效控制飞行器横滚运动的目的，验证了陀螺舵设计方案的有效性。



(a) 仿真模型



(b) 陀螺舵进动角度

图 14 后掠轴双转子并联式组合陀螺舵动力学仿真
Fig. 14 Dynamical simulation of sweepback shaft double rotors parallel combination gyro rudder

4 应用研究与展望

考虑几种典型飞行器，分析其总体战技指标和气动外形、飞行弹道、载荷环境、空间尺寸等众多实际具体约束的影响，影响飞行器横滚转速衰减因子 k_{rr} 的各参数的设计空间是不同的，有的参数可设计域较大，有的参数可设计域较小甚至被完全约束住。因此在进行组合陀螺舵的参数优化时，须针对

其应用的实际背景,提取工程约束条件,在此基础上进行参数的灵敏度分析,进而进行系统的优化设计,以保证目标函数衰减因子 $k_{xt} \geq 0.002$ 。

通过分析几种典型飞行器的具体约束,对组合陀螺舵进行系统优化设计,经仿真分析、虚拟

试验和工程计算,确定了适合各型飞行器特点的陀螺舵参数,使陀螺舵对飞行器横滚转速的衰减因子 k_{xt} 控制在 0.002 以上,具有较好的横滚稳定控制能力。表 3 为几种典型飞行器的结构参数与衰减因子的对比分析。

表 3 部分飞行器结构参数与衰减因子对比

Tab. 3 Comparison of structure parameters and damping factor

应用案例	质量 m/kg	直径 d/m	长度 L/m	翼展 L_{t1}/m	陀螺比重 $\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	陀螺转速 $\Omega/(\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$	衰减因子 k_{xt}
AIM-9 系列	75~150	0.12~0.19	2.1~3.3	0.5~0.8	2.7	40 000	≈ 0.003
某飞行器 ^[5]	75.3	0.127	2.838	0.528	2.7	40 000	0.002 9
某改造飞行器 ^[5]	230	0.299	2.110	0.810	7.8	30 000	0.002 1
应用飞行器 1	577	0.300	4.057	0.560	7.8	30 000	0.002 6
应用飞行器 2	926	0.405	6.816	0.620	7.8	30 000	0.002 3

5 结论

本文在传统单转子陀螺舵的基础上,通过仿真分析和虚拟试验,对陀螺转子数量、结构参数、组合形式和空间布局等进行了多学科优化设计,形成了一系列多转子组合陀螺舵,突破了目前单转子陀螺舵控制能力较小、应用范围受限的现状,提高了其对飞行器横滚稳定控制的能力。针对几种典型飞行器约束条件,通过组合陀螺舵的设计应用,可使各飞行器横滚衰减因子达到 0.002 以上,具有良好的横滚稳定性。

参考文献

- [1] 田振华.响尾蛇 AIM-9A/B/C/D/E/G/H/J/N/P [J]. 航空兵器,1986(2):34-37.
- [2] 蔡毅.“响尾蛇”导弹漫话[J].红外技术,1990,12(5):46-47.
- [3] 熊英.追踪“响尾蛇”[J].国防科技,2006(3):11-13.
- [4] 李晓斌,王永杰,孙晓峰.简易控制火箭靶弹总体设计[J].弹道学报,2010,22(1):41-44.
- [5] 常迺芳.空空导弹移植为面空导弹需要考虑的几个问题[J].航空兵器,2009(5):3-7.
- [6] 张邦楚,韩子鹏,范雁飞.巡航导弹模拟靶平飞弹道设计[J].弹道学报,2003,15(2):28-33.
- [7] 王鑫.导弹翼面组件开锁装置失效分析[J].失效分析与预防,2011,6(2):99-103.
- [8] 薛晓中,糜志浩,魏靖彪,等.气动陀螺舵的稳定原理及退役陀螺的利用[J].弹道学报,2001,13(4):55-58.
- [9] 陈建设,徐维,黄其青.光滑粒子流体动力学方法研究[J].机械强度,2008,30(1):78-82.
- [10] Chen J K, Beraun J E, Jih C J. An improvement for tensile instability in smoothed particle hydrodynamics[J]. Computational Mechanics, 1999, 23:279-287.
- [11] Liu M B, Liu G B. Restoring particle consistency in smoothed particle hydrodynamics [J]. Applied Numerical Mathematics, 2006, 56(1):19-36.
- [12] Zhang G B, Batra R C. Modified smoothed particle hydrodynamics method and its application to transient problems[J]. Computational Mechanics, 2004, 34(2):137-146.

引用格式: 梁祖典,杨东生,雷豹,等.用于飞行器横滚稳定控制的组合陀螺舵研究[J].宇航总体技术,2021,5(3):7-14.

Citation: Liang Z D, Yang D S, Lei B, et al. Research of gyro rudder combination on the aircraft roll stability control[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(3): 7-14.